

## 9. 학사논문 지도교수: 신 상 준

- 9-1. 지능형 로터 블레이드에 의한 헬리콥터 진동 감소 연구
- 9-2. 저고도 무인 비행체의 바람 등 기후에 대한 리스크 평가
- 9-3. 곤충모방 초소형 비행체 유연구조 연구
- 9-4. 고고도 장기체공 무인항공기의 구조물 대변형을 고려한 다분야 통합 최적설계 및 유체-구조-비행역학 결합해석 모델의 개발
- 9-5. 우주발사체 구조-추진 동적 안정성 연구
- 9-6. 구조동역학 교육 연구 산업체용 시뮬레이션 프로그램 개발 및 활용
- 9-7. 차세대 고속 복합형 무인회전익기 플랫폼 연구
- 9-8. 발사장치의 FSI 해석 및 시스템 규명 기법 연구
- 9-9. 회전익 항공기 국제협정을 위한 인증체계 개발 및 인프라 구축
- 9-10. 무인기용 고효율 터빈기술 연구

교수 연락처 전화: (02) 880-1642, E-mail: [ssjoon@snu.ac.kr](mailto:ssjoon@snu.ac.kr)

실험실: 지능형 공탄성 및 헬리콥터 연구실 (Active Aeroelasticity and Rotorcraft Lab.)

연락처 전화: (02)880-1901, 담당조교: 공두현, E-mail: [zpslem@snu.ac.kr](mailto:zpslem@snu.ac.kr)

연구실 홈페이지: <http://helicopter.snu.ac.kr/>

## 9-1. 지능형 로터 블레이드에 의한 헬리콥터 진동 감소 연구

### 학사논문 지도교수: 신 상 준

헬리콥터는 회전하는 로터 블레이드를 이용해 양력을 발생시키는 특성을 지니며, 이 특성으로 인해 제자리 비행 및 수직 이착륙이 가능한 항공기이다. 회전하는 블레이드는 전진 비행시 로터의 좌우 면으로 유입되는 유동의 속도가 다르다. 또한 회전 시 로터 블레이드의 끝에서 발생한 후류가 뒤 따라오는 블레이드에 충격을 주기도 한다. 따라서, 헬리콥터 로터에 비대칭적이고 주기적인 공기력이 발생하여 헬리콥터 로터 블레이드에서는 진동 하중과 공력 소음이 발생한다. 이러한 지속적인 진동 하중과 공력 소음은 승객의 탑승감 저하와 헬리콥터를 구성하는 부품에 피로 하중을 유발한다.

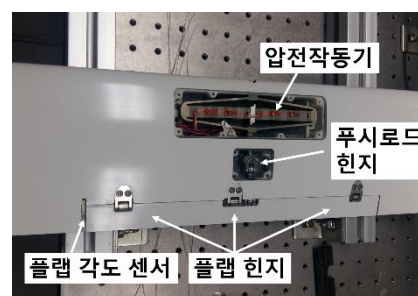
일정한 주기를 갖는 진동 하중은 로터에 작용하는 공기력을 적절히 조절하면 저감시킬 수 있다. 진동 하중을 억제하기 위해 최근에는 능동적으로 로터 블레이드의 받음각을 변화시켜 진동 하중을 유발하는 공력을 적절히 조절하는 기법들이 연구되고 있다. 대표적인 기법으로 블레이드 뒷전 플랩이라고 하는 고양력 장치를 이용해 받음각을 제어하는 방법과 블레이드 자체의 비틀림을 유발하여 받음각을 제어하는 방법이 있다.

본 연구는 뒷전 플랩을 이용하는 방식을 채택한 스케일 로터 블레이드의 설계 제작 및 지상 회전 시험을 목표로 한다. 로터 회전수의 3-5 배수에 해당하는 고 대역폭에서 블레이드 뒷전 플랩을 구동시키기 위해 압전소자 지능재료를 사용한다. 현재까지 연구는 공력 하중에서 구동하기 위한 플랩 구동 메커니즘에 대한 설계 및 공력탄성학적 해석을 통한 로터 블레이드 최적 설계가 이루어졌고, 블레이드 부분 시제품 제작 및 인장시험을 통한 설계 검토가 진행되었다. 향후 전체 블레이드 제작이 완료되면 블레이드 특성 시험을 수행하여 설계를 검증하고, 회전시험을 통해 플랩 구동부에 대한 동특성 시험과 시스템 식별, 제어 알고리즘 시험을 진행하게 될 것이다. 이를 위해 구조 시험 및 제어계측 분야의 연구가 진행될 예정이다.

담당조교: 임병욱([goody147@snu.ac.kr](mailto:goody147@snu.ac.kr))



(a) 지능재료를 이용한 플랩 구동부



(b) 지능형 로터 블레이드

그림 1. 압전 소재를 삽입한 지능형 블레이드

## 9-2. 저고도 무인 비행체의 바람 등 기후에 대한 리스크 평가

### 학사논문 지도교수: 신 상 준

전 세계적으로 무인기의 시장의 성장이 예상됨에 따라 저고도 무인비행장치 교통관리(UTM)와 감시의 필요성이 증대하고 있다. UTM에는 다양한 기술이 필요하다. 무인기의 정확한 비행을 위한 유도 항법제어와, 무인기 간의 통신을 위한 충돌 회피, GCS(Ground Control System)과의 통신 기술, 날씨를 예측하고, 바람이나 기후에 따른 리스크에 대한 평가들과 예측 모델이 필요하다.

본 연구는 무인기의 추락의 원인의 가장 큰 비율을 차지하는 돌풍, 바람 등 기후에 대한 무인기 비행 리스크 평가에 정립을 목표로 하고 있다. BEMT(Blade Element Theory + Blade Momentum Theory)를 통해서 저 레이놀즈 영역에 전진비행, 하강비행, 상승비행에서의 공력모델을 구현할 계획이다. 또한 비행 6자유도와 BEMT를 결합하여서 최대한 실제 비행과 같은 조건을 만들어주는 시뮬레이션을 진행할 것이다. 또한 돌풍 모델을 결합하여서 비행에서 제어력을 상실하는 순간들에 대해서 평가를 진행할 것이다. 추후 시뮬레이션 모델 정립 후 실험을 통한 검증 과정을 거쳐서 실제 UTM 시스템에 운용에 기준을 주는 평가 항목으로 발전 시킬 계획이다. 이를 위해 공력, 6자유도 동역학, 제어 및 계측 분야의 연구가 같이 진행될 예정이다.

담당조교: 박선후([cltysl@snu.ac.kr](mailto:cltysl@snu.ac.kr))

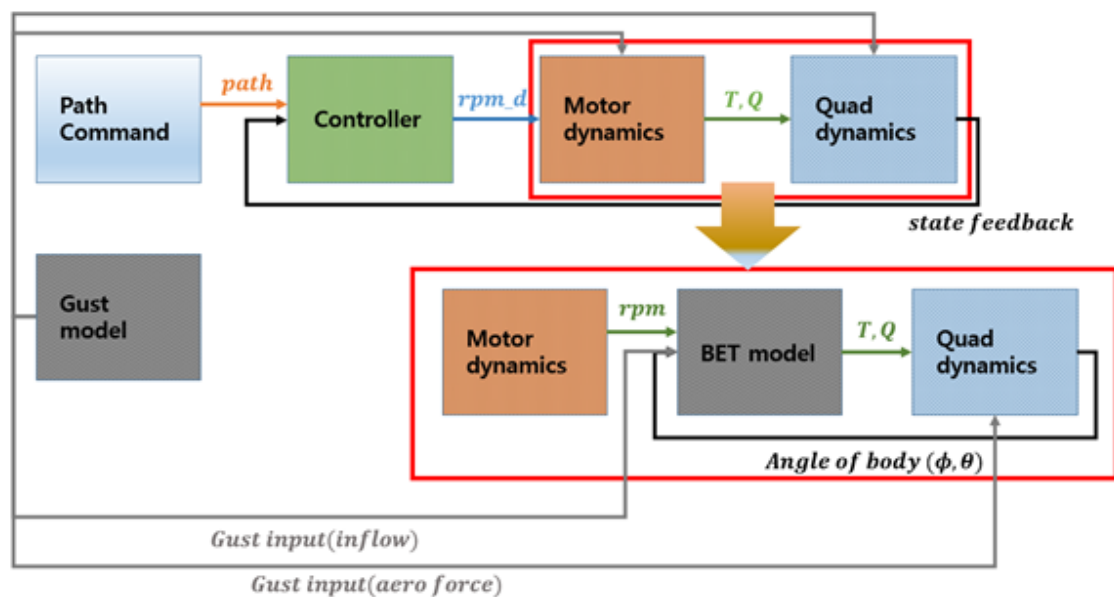


그림 1. 6자유도 시뮬레이션 총 흐름도

### 9-3. 곤충모방 초소형 비행체 유연구조 연구

#### 학사논문 지도교수: 신 상 준

날갯짓 운동을 하는 날개는 유연한 구조물이 고정익에 비하여 상대적으로 많은 양의 강체 및 탄성 변형 운동을 하여 수직 이착륙과 제자리비행을 가능하게 하고, 특히 초소형 비행체와 같은 경량, 소규모 비행체에서 상대적으로 높은 양력 및 추력의 제공을 가능하게 한다. 그러나 유체 및 구조역학적 측면에서 박리, 동적 실속, 점성 효과 및 구조적 대변형 등이 발생하며, 유체-구조 간의 상호작용이 현저하게 일어나는 등 각 분야의 정밀한 해석과 결합 해석을 필요로 한다.

본 연구에서는 유연구조를 고려한 곤충모방 초소형 날갯짓 비행체의 최적 설계 방법을 제시하고자 한다. 먼저는 유체 및 구조 분야의 적절한 다양한 수준의 해석모델을 개발하고 이들을 결합하여 고정밀의 유체-구조 결합해석 모델을 개발하고자 한다. 구조 분야에서는 곤충, 조류의 날개 구조물 해석에 적절한 박막 또는 판넬 요소에 의한 유한요소 해석기법을 개발하고 이를 검증하고자 한다. 다음 단계에서는 연성 및 강성 수치결합기법에 의거하여 양 분야의 해석모델을 모듈화 및 결합하고 이를 사용하여 제자리비행, 전진비행 및 기동비행에 관하여 각기 검증을 실시하고자 한다.

또한 시제품을 제작하고 실험하여 해석모델의 신뢰성을 입증하며, 초소형 비행체 설계 제작 과정의 난이도를 파악하고 최적 개발 시스템을 구축한다. 날갯짓 메커니즘과 조종 메커니즘을 개발하고, 초고속 카메라와 로드셀을 이용한 실험으로 그 성능을 검증한다.

- 유체-구조 결합해석 모델 개발
- 시제품 설계, 제작 및 실험

담당조교: 공두현([zpslem@snu.ac.kr](mailto:zpslem@snu.ac.kr))

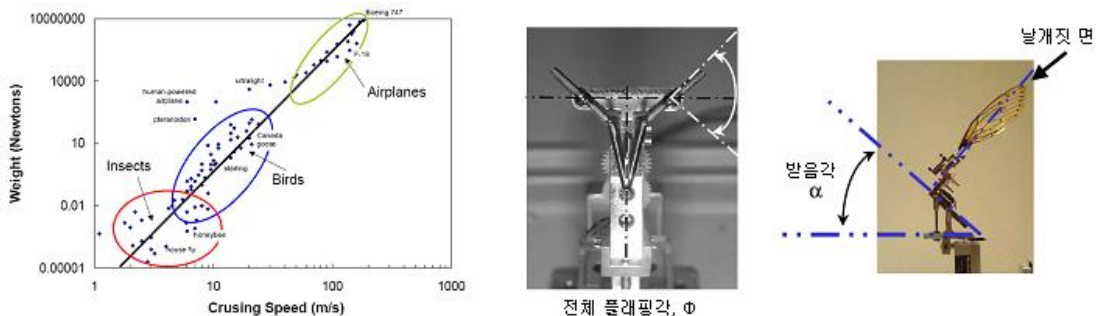


그림 1. 플래핑 운동의 비행 형태와 구동 메커니즘

## 9-4. 고고도 장기체공 무인항공기의 구조물 대변형을 고려한 다분야 통합 최적설계 및 유체-구조-비행역학 결합해석 모델의 개발

학사논문 지도교수: 신 상 준

일반적으로 세장비가 크고 유연한 구조물의 주익을 가진 무인항공기는 운용 중에 발생하는 크고 작은 외력에 의한 동적반응이 크게 나타나 돌풍과 Flutter 등에 대한 공기역학적 하중에 의한 구조물의 파괴가 일어나기 쉽다. 최신 무인공기들은 활동 반경이 육안으로 관찰이 불가능할 정도로 광범위하기 때문에 통제 불능 상태에 빠졌을 때 추락 가능성이 매우 높다. 따라서 무인항공기의 안정성을 위해서는 유체-구조-비행역학의 여러 학문들이 총 결합된 안정성 해석이 필요하다. 여러 가지 다양한 형태의 외력의 입력에 대한 항공기 기체의 구조 응답을 분석한 후, 기체에 발생할 수 있는 Flutter, Divergence, Buffeting 등의 구조 응답을 보고 무인항공기의 안정성을 개선하기 위한 개선책을 도출하게 된다.

구체적으로, 외부에서 뜻하지 않은 난기류나 돌풍, 조류 충돌과 같은 외력이 항공기 기체에 작용하게 되면, 생길 수 있는 비행체의 구조적 변형에 대한 해석을 수행한다. 이를 위해 Doublet Lattice Method와 같은 유체해석을 진행하고, 공기역학적 하중을 비선형 구조해석에 활용하여 구조응답을 알아낸다. 이를 통하여 비행역학적 해석을 진행하여 기체의 동적 응답을 알아낸다. 본 연구를 통해 유체-구조-비행역학이 결합된 다분야 해석모델을 개발하는 것이 최종 목표이다.

담당조교: 이시훈([leesihun@snu.ac.kr](mailto:leesihun@snu.ac.kr))

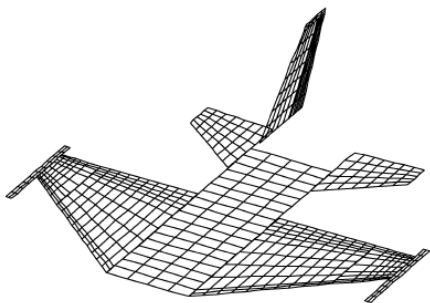


그림 1. 유체역학적 해석모델

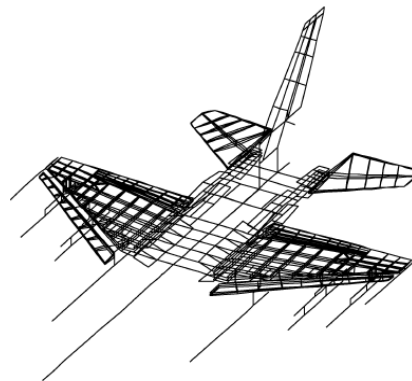


그림 2. 구조역학적 해석모델

## 9-5. 우주발사체 구조-추진 동적 안정성 연구

## 학사논문 지도교수: 신 상 준

액체 추진제를 사용하는 발사체에서는 구조와 추진기관 연계에 의해 축방향의 진동인 포고현상이 발생할 가능성이 있으므로 이에 대한 연구가 반드시 필요하다. 로켓이 비행을 하면서 연료와 산화제를 소모하게 되어 로켓 구조의 고유진동수는 커지게 되는 한편 추진기관의 고유진동수는 비행조건에 따라 변하게 되는데, 양 시스템의 고유진동수가 비슷해지는 상황이 특정 시간에서 발생하면 양 시스템의 상호작용으로 축 방향으로 불안정한 거동이 야기될 수 있다. 이러한 불안정성은 추진기관을 지나는 산화제와 연료의 압력이나 유량을 변화시키며, 이 변화는 연소실(chamber) 연소성능에 영향을 주게 되어 추력(thrust force)을 변화시킨다. 변화된 추력은 다시 전체 로켓에 영향을 주고 그 영향은 추진기관에 전달되어 닫힌계를 구성하게 된다. 불안정 발생 시 구조체 진동은 자세제어에 영향을 주어 발사궤적 오차 발생 및 연소실을 파괴한다. 따라서 본 연구에서는 이러한 구조-추진기관 연계 불안정성인 포고현상에 대한 정밀한 해석에 필요한 구조 모델 개발을 수행한다. 먼저 우주 발사체 기체를 유한요소로 모델링을 수행한다. 그리고 이를 이용해 자유단 모드해석을 수행하여 기체 구조물의 동적 특성을 확인한다. 또한 추진기관 구성품의 응답을 구조모델에 적절히 반영할 수 있도록 응답전달과정을 개발하고 구축된 해석 모델을 이용 추진-구조 연계 해석을 수행한다.

담당조교: 이시훈([leesihun@snu.ac.kr](mailto:leesihun@snu.ac.kr))

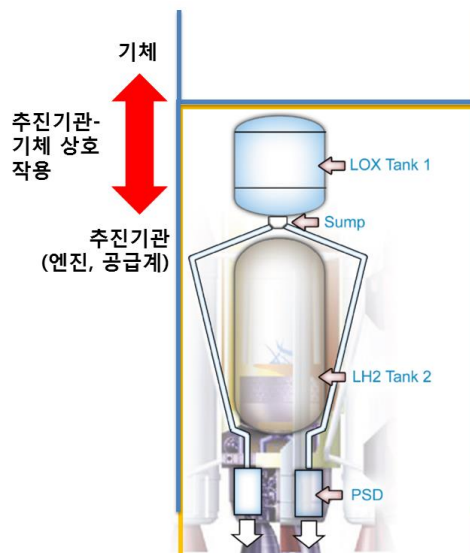


그림 1. 우주발사체 구조-추진 동적 안정성 메커니즘

### 9-6. 구조동역학 교육 연구 산업체용 시뮬레이션 프로그램 개발

## 및 활용

### 학사논문 지도교수: 신 상 준

구조물은 특정 하중 조건 하에서도 안전성, 안정성을 유지할 수 있도록 설계/제작되어야 한다. 특히 지진, 바람 등의 외부 동적 하중에 대한 고려 없이 구조물을 설계, 제작할 경우, 심한 경우에는 그 구조물은 파손, 파괴되는 결과를 가져올 수 있으므로, 구조물의 동적 특성을 정밀하게 파악하여 설계에 반영하여야 한다. 또한 구조물의 정밀한 설계/제작을 위한 해석 수행 시, 실제의 복잡하고 정교한 구조물에 대한 모델링의 필요성이 점차 증가하고 있으며 이는 대용량 문제로 발전함에 따라 계산량의 증가를 가져온다. 따라서 본 연구에서는 구조물의 비선형성을 포함한 보다 정밀하고 효율적인 해석 기법을 고려할 수 있는 Co-rotation 이론 및 대용량 문제에 대한 효율적인 영역분할 해석 기법을 기반으로 하는 프로그램을 개발하여 구조물에 대한 동적 특성의 검증을 통해 물리적인 현상의 이해를 높이는 데 목적을 두고 있다.

본 연구에서는 크게 구조진동/시간응답해석/영역분할 정밀해석 분야로 나누어서 최신 해석 기술을 적용한 프로그램을 개발하고 또한 이를 활용한 공학 교육용 콘텐츠를 개발하고자 한다. 각 개발된 프로그램 및 관련 콘텐츠의 통합적인 해석 과정에 대한 교육을 통해 최신의 기법을 적용한 프로그램을 이용하여 실제 구조물에 대한 실험 등과의 검증을 통해 물리적인 현상을 이해하는데 큰 기여를 할 수 있을 것으로 판단된다.

담당조교: 강승훈([shkang94@snu.ac.kr](mailto:shkang94@snu.ac.kr))

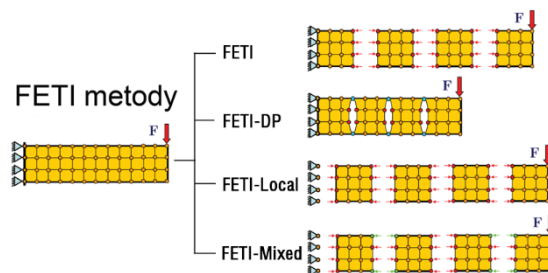
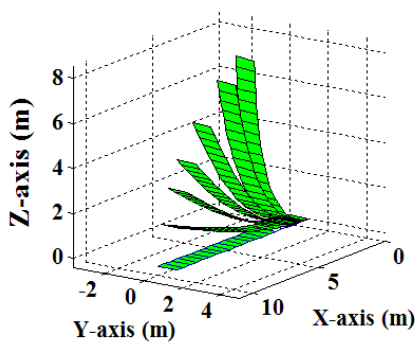


그림1. Co-rotational shell 해석 결과      그림2. 대용량 해석을 위한 영역분할 개략도



## 9-7. 차세대 고속 복합형 무인회전익기 플랫폼 연구

학사논문 지도교수: 신 상 준

HCUR(High-Speed Compound Unmanned Rotorcraft)이란, 고속 전진 비행, 낮은 피탐지성, 넓은 작전반경 등 차세대 전장 환경에 적합한 고속 복합형 무인 회전익기이다. 회전익 항공기의 주종을 이루고 있는 현재의 헬리콥터를 미래 전투 환경에 적용하기에는 비행 속도, 소음, 진동 문제에 의하여 한계가 있다. 따라서 회전 날개를 포함하여, 두 장치 이상을 혼용하여 양력과 추진력을 발생시키는 신개념 고속 복합형 무인 회전익기에 대한 차세대 무인 군용 헬기 기술 연구의 필요성이 증대되고 있다. 본 연구에서는 차세대 전장 환경에 적합한 고속 복합형 무인 회전익기 기술에 필요한 기초 분야를 연구하고 새로운 회전익기 형상 설계 연구를 통하여 국내 무인 회전익기의 성능 향상에 필요한 핵심 기초 기술을 개발하고자 한다. 이를 위하여 대안형상연구를 위한 고효율 성능해석 기법 개발 및 다양한 HCUR 형상에 대한 Trade-off Study, HCUR 해석을 위한 고정확도 공력/구조 해석기법 개발, HCUR 통합 해석기법 개발 및 고속 비행조건에서의 하중 해석 및 성능 분석을 하는 것이 연구 목표이다. 최종적으로 신개념 고속 복합형 무인 회전익기의 고기동, 고속 전진 비행, 소음 및 진동 저감을 위한 플랫폼 설계, 공력소음 및 진동, 비행역학 연구의 통합 해석 기법 개발 및 다양한 회전익기 형상에 대한 국내의 독자적인 기초 연구 기술을 확보하고자 한다.

본 연구는 국방과학연구소의 차세대 복합형 무인 회전익기 특화연구실(HCUR)에 소속된 과제이며 설계 및 통합, 공력, 소음, 제어, 진동 관련한 총 5개의 연구 과제로 이루어져 있다. 본 연구실의 신상준 교수님이 특화연구실 실장을 맡고 있다.

담당조교: 박선후([cltysl@snu.ac.kr](mailto:cltysl@snu.ac.kr))



그림1. HCUR 특화연구실



그림2. Fan-in-wing 항공기(XV-58)



## 9-8. 발사장치의 FSI 해석 및 시스템 규명 기법 연구

### 학사논문 지도교수: 신 상 준

고속비행체 발사 시 추진기관의 화염에서 발생하는 다양한 동적하중들이 발사장치에 미치는 영향을 해석할 수 있는 해석 모델을 구축하여, 발사장치 초기 설계단계에서 활용할 수 있는 발사장치의 전용 모델링 및 해석도구를 개발하고자 한다. 발사장치의 형상을 변경하여, 발사 충격 및 소음 저감을 위한 해석도구를 개발할 계획이다.

개발될 해석도구는 우주발사체 또는 인공위성 등의 로켓엔진에 의한 화염을 예측하고, 발사장치 형상을 변경함으로써 발사충격 및 소음 저감을 목표로 하고 있다. 발사충격 및 소음 저감을 해석하기 위해서는 크게 유동해석과 음향해석 기법 두가지로 나누어 해석한다. 유동해석은 출구속도 Mach 1.8 이상의 로켓엔진의 유동현상을 예측하며, 음향해석을 위한 압력, 시간 및 공간에 대한 압력 미분값을 예측한다. 이를 예측하기 위하여서는 현재 널리 쓰이는 Reynolds Averaged Navier Stoke (RANS) 기법이 아닌 Detached Eddy Simulation (DES) 기법을 사용한다. 유동해석을 통해 얻은 결과는 음향해석에 쓰이며, Helmholtz-Kirchhoff (H-K) integral 기법에 근거하여 원거리장 음압을 예측한다. 또한, 개발된 해석도구를 검증하기 위하여 실험을 진행한다.

본 연구에서는 발사장치에서 발생하는 FSI 현상 및 그 해석 기법에 대하여 유동/음향 결합 해석기법을 개발/적용하여 발사장치의 초기설계에서 활용할 수 있는 전용 모델링 및 해석도구를 개발하는 목표를 가지고 있다.

담당조교: 주현식([joohyunshig@snu.ac.kr](mailto:joohyunshig@snu.ac.kr)), 강승훈([shkang94@snu.ac.kr](mailto:shkang94@snu.ac.kr))

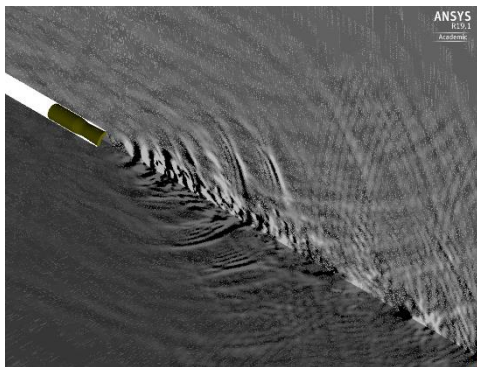


그림 1. 발사장치 유동해석 (압력미분(dp/dt) 분포)



그림 2. 개발될 해석도구 검증을 위한 실험

## 9-9. 회전익 항공기 국제협정을 위한 인증체계 개발 및 인프라 구축

학사논문 지도교수: 신 상 준

국내 회전익항공기 개발기술은 군용 헬기인 수리온 개발을 통해 제작·생산, 체계종합, 설계/해석, 시험평가 등 전반적인 기술수준이 향상되었다. 다만 국내 민간 회전익항공기 및 구성품에 대한 인증 사례는 전무한 실정이며, KC-100 형식증명 및 기술표준품 형식승인 등을 수행하여 관련 인증 인프라를 보유하고 있다. 따라서 회전익항공기에 대한 각 기술 분야별 또는 구성품별 인증기술 수준은 다소 미흡한 상황이며, 그중에 회전익항공기 로터시스템의 설계 단계에서부터 고려할 수 있는 진동/피로 하중에 의한 기준 마련과 자체적인 시험평가 절차 정립에 대한 필요성이 있다.

따라서 본 연구에서는 진동/피로 하중 인증 기준을 고려한 평가 방안을 도출하고, 설계 단계에서 고려 가능한 인증 규정 및 방안을 제시한다. 이를 통해 선진국에서 수행되는 인증 기술수준에 상응하는 회전익항공기의 로터시스템 진동/피로하중 인증 규정 정립을 한다.

담당조교: 이창배([lcb\\_109@snu.ac.kr](mailto:lcb_109@snu.ac.kr))

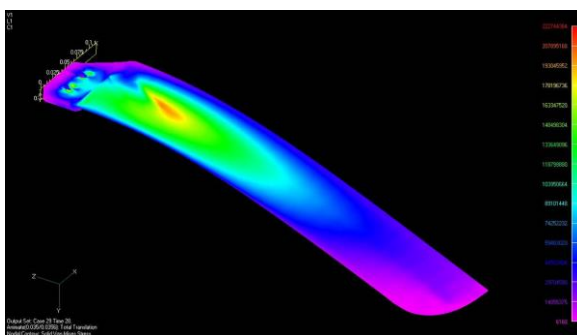


그림 1. 하중 분포 예측을 통한 취약 부분

그림 2. 반복하중 시험으로 손상된 블레이드

## 9-10. 무인기용 고효율 터빈기술 연구

### 학사논문 지도교수: 신 상 준

본 연구는 고온터빈 입구온도 상승을 통한 고효율 가스터빈을 개발하기 위해 고온터빈의 냉각/구조 성능을 해석적으로 검증할 수 있는 통합 해석 모델 개발을 목표로 하고 있다. 무인기용 고효율 가스터빈은 고온/고압의 환경에서 작동되며, 이는 주로 실험적인 접근 방법 등을 통해 개발되어 왔다. 하지만 최근 실험적으로 예측하기 어려운 복잡한 현상 등에 대해 최근 해석적으로 접근하는 추세이다. 본 연구는 우선 아래와 같은 구조해석 프로그램 개발하고자 한다.

- 3차원 유한요소를 이용한 구조해석 프로그램 개발
- 작동 조건에 따른 접촉해석 기법 개발
- 온도 및 회전을 포함하는 응력해석 기법 개발

이를 통해 고효율 가스터빈 블레이드의 응력분포 및 수명을 예측하고자 한다. 나아가 유동 해석 결과를 이용하여 블레이드의 저주기(Low Cycle Fatigue) 및 고주기(High Cycle Fatigue) 피로를 예측하고자 한다. 또한 개발될 해석프로그램은 상용해석프로그램 결과와 비교를 통하여 검증하고자 한다.

담당조교: 김용세([kys0216@snu.ac.kr](mailto:kys0216@snu.ac.kr))

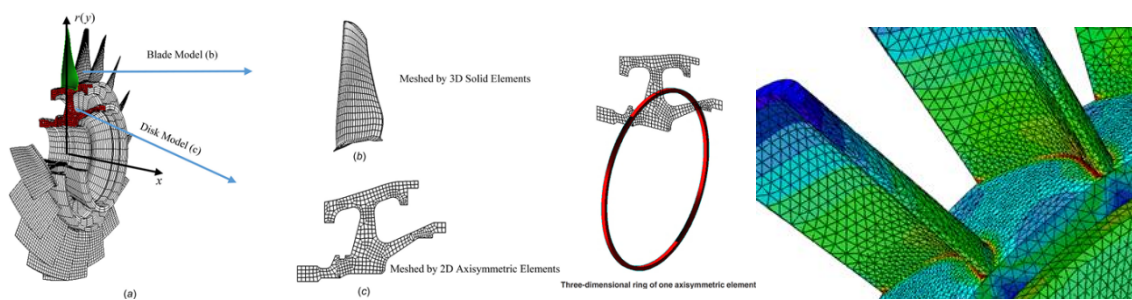


그림 2. 고온터빈 블레이드 형상 및 해석 결과